РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 319 643** (13) **C2**

(51) МПК
B64D 5/00 (2006.01)
B64D 3/00 (2006.01)
F42B 15/10 (2006.01)
B64G 1/00 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: **2006114552/11, 27.04.2006**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
27.04.2006

(43) Дата публикации заявки: **10.11.2007**

(45) Опубликовано: **20.03.2008 Бюл. № 8**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **US 6029928 A, 29.02.2000. RU 29032 U1, 04.11.2002. RU 2099250 C1, 20.12.1997. RU 2085449 C1, 27.07.1997. JP 4103498 A, 06.04.1992. US 5088663 A, 18.02.1992.**

Адрес для переписки:
456300, Челябинская обл., г. Миасс, Тургоякское ш., 1, ФГУП "ГРЦ "КБ им. акад. В.П. Макеева"

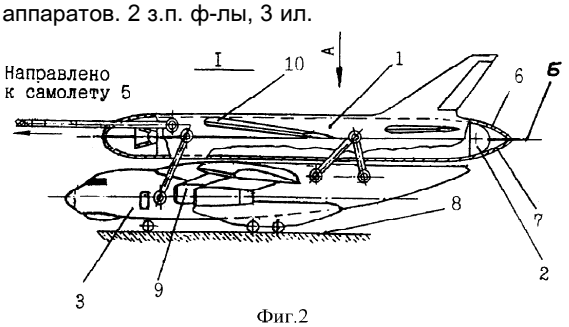
(72) Автор(ы):
Данилкин Вячеслав Андреевич (RU),
Дегтярь Владимир Григорьевич (RU),
Сабуренко Валерий Васильевич (RU),
Шевалдина Лариса Витальевна (RU),
Карпов Анатолий Степанович (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Федеральное государственное унитарное предприятие "Государственный ракетный центр "КБ им. академика В.П. Макеева" (RU)

(54) АВИАЦИОННЫЙ РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС

(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиационно-космической техники и может быть использовано в авиационных ракетных комплексах космического назначения, преимущественно с тяжелыми баллистическими ракетами (массой более 100 тонн), оснащенными, например, жидкостными ракетными двигателями и запускаемыми в воздухе с целью выведения космических аппаратов на орбиты. Авиационный ракетный комплекс содержит самолет, планер, внутри фюзеляжа которого размещена ракета-носитель воздушного запуска, устройство сопряжения ракеты-носителя с самолетом, системы, обеспечивающие их функционирование, и наземную транспортно-разгонную платформу, оснащенную двигателями для ее разгона. Фюзеляж планера выполнен с возможностью его разделения по горизонтальной плоскости. Данное техническое решение авиационного ракетного комплекса позволяет достичь увеличения габаритов и стартового веса ракеты-носителя и, как следствие этого, увеличить выводимые на орбиты массы космических аппаратов. 2 з.п. ф-лы, 3 ил.



Фиг.2

RU 2319643 C2

RU 2319643 C2

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(19) **RU** (11) **2 319 643** (13) **C2**

(51) Int. Cl.
B64D 5/00 (2006.01)
B64D 3/00 (2006.01)
F42B 15/10 (2006.01)
B64G 1/00 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2006114552/11, 27.04.2006**

(24) Effective date for property rights: **27.04.2006**

(43) Application published: **10.11.2007**

(45) Date of publication: **20.03.2008 Bull. 8**

Mail address:
456300, Cheljabinskaja obl., g. Miass, Turgojakskoe sh., 1, FGUP "GRTs "KB im. akad. V.P. Makeeva"

(72) Inventor(s):
Danilkin Vjacheslav Andreevich (RU),
Degtjar' Vladimir Grigor'evich (RU),
Saburenko Valerij Vasil'evich (RU),
Shevaldina Larisa Vital'evna (RU),
Karpov Anatolij Stepanovich (RU)

(73) Proprietor(s):
Federal'noe gosudarstvennoe unitarnoe predprijatie "Gosudarstvennyj raketnyj tsentr "KB im. akademika V.P. Makeeva" (RU)

(54) AIRCRAFT MISSILE COMPLEX

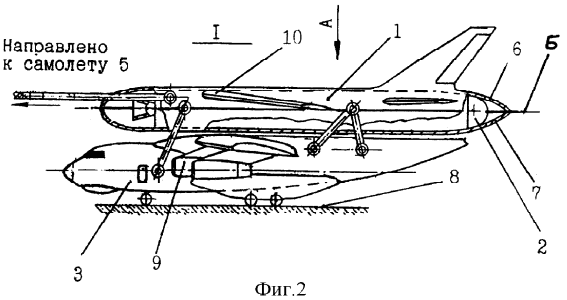
(57) Abstract:

FIELD: aeronautical and space engineering; space missile complexes with heavy ballistic missiles.

SUBSTANCE: proposed aircraft missile complex is mainly provided with heavy ballistic missiles, up to 100 tons in mass which are equipped with liquid-propellant engines and are launched in air for injection of spacecraft into orbits. Proposed aircraft missile complex includes aircraft, airframe whose fuselage is used for air-launching launch vehicle, device for mating the launch vehicle with aircraft, systems ensuring their functioning and ground transportation and acceleration platform equipped with accelerating engines. Airframe fuselage may be divided over horizontal plane.

EFFECT: increased overall dimensions and launch weight of launch vehicle and consequently masses of spacecraft injected into orbits.

3 cl, 1 dwg



Фиг.2

RU 2319643 C2

RU 2319643 C2

Изобретение относится к области авиационной ракетно-космической техники. Оно может быть использовано в авиационных ракетных комплексах (АРК) космического назначения, например, с тяжелыми баллистическими ракетами-носителями (массой 100 т и более), оснащенными, например, жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) и запускаемыми в воздухе с целью выведения космических аппаратов (КА), например ИСЗ, на орбиты.

Известен аналог АРК с ракетой-носителем, размещаемой вне фюзеляжа самолета, представленный в информационных выпусках №№20, 21, 31, 32, 38-41, 45, 46 1988 года "Ракетно-космическая техника" по материалам иностранной печати, экспресс-информация, серия 1, издание "Центрального научно-исследовательского института машиностроения", г.Москва по АРК с ракетой-носителем (РН) "Пегас" (США). Указанный аналог, как наиболее близкий по технической сути, принят за прототип.

Недостатками прототипа являются:

- ограничения по максимальной массе РН и выводимых ею на орбиты масс КА (ИСЗ);
- малая эффективность использования технических возможностей самолета, например, по дальности доставки РН к точке ее пуска;
- малая безопасность экипажа и самолета при полете самолета в район пуска РН и при ее пуске.

Задачами, на решение которых направлена заявка на изобретение, являются:

- повышение эффективности использования технических возможностей самолета и АРК в целом;
- повышение безопасности самолета и надежности пуска РН.

Это достигается за счет:

- использования самолета как буксировщика планера, внутри фюзеляжа которого размещается РН;
- использования наземной транспортно-разгонной платформы (ТРП), на которой размещается планер, снаряженный РН.

Сущность изобретения поясняется фиг.1-3, на которых показан общий вид размещения планера с РН на наземной ТРП, сопряжение планера с ТРП и самолетом, выполняющим функции буксировщика планера.

Планер 1 с РН 2 размещен на ТРП 3. Планер 1 соединен с помощью троса-фала 4 с самолетом 5. Верхняя часть 6 фюзеляжа планера 1 выполнена с возможностью отделения ее от нижней части 7 фюзеляжа планера 1. При этом сопряженные между собой верхняя часть 6 фюзеляжа планера 1 и трос-фал 5 образуют устройство сопряжения РН 2 с самолетом 5, выполняющим функции самолета-буксировщика.

Для обеспечения функционирования ТРП 3, планера 1 и их систем ТРП 3 и планер 1 снабжены системами управления (не показаны).

Эта система: планер 1, оснащенный РН 2, самолет 5, ТРП 3 и трос-фал 4, функционирует следующим образом.

Перед запуском космического аппарата ТРП 3 подается на техническую позицию авиационного ракетного комплекса, где на нее производится погрузка планера 1, снаряженного РН 2, например, не заправленной компонентами топлива. Погрузка РН 2 обеспечивается возможностью разъема фюзеляжа планера 1 по горизонтальной плоскости Б на две части: нижняя часть 7, верхняя часть 6.

После погрузки планера 2 на ТРП 3 производятся заправка ракеты-носителя 2 топливом и проверка систем ракеты-носителя 2, а также систем ТРП 3.

После завершения всех работ по подготовке авиационного ракетного комплекса к запуску космического аппарата (в том числе планера 1, самолета 5, РН 2, ТРП 3) снаряженная ТРП 3 буксируется на взлетно-посадочную полосу (ВПП) 8, с которой осуществляется взлет самолета 5 и движение ТРП 3. На ВПП 8 производится сцепление самолета 5 с планером 1 с помощью троса-фала 4. В результате чего самолет 5 и ТРП 3 приведены в стартовое положение на ВПП 8.

Функционирование комплекса производится в следующей последовательности.

По команде от системы управления АРК на вылет в район пуска РН 2 одновременно на

самолете 5 и ТРП 3 запускаются двигатели (для разгона ТРП на ней установлены двигатели 9). Тяги двигателей самолета 5 и ТРП 3 обеспечивают равные ускорения при движении их по ВПП 8.

По достижении заданных уровней тяг двигателей самолета-буксировщика 5 и ТРП 3 подается команда на взлет (начало движения их по ВПП 8).

При этом обеспечиваются уровни тяг двигателей самолета 5 и двигателей 9 ТРП 3, исключающих провисание троса-фала 4 до недопустимого уровня.

При движении самолета 5 и ТРП 3 по ВПП 8 на самолет 5 и планер 1 действуют подъемные силы, которые обеспечивают отрыв самолета 5 от ВПП 8 и планера 1 от ТРП 3 при достижении заданной скорости движения (~280-300 км/час).

После отрыва самолета 5 от ВПП 8 одновременно от ТРП 3 производится по команде от системы управления АРК отделение снаряженного РН 2 планера 1 и начало полета самолета 5 в район пуска РН 2 с целью выведения КА.

По прибытии самолета 5 в район пуска самолет 5 и планер 1 занимают заданные расчетные положения в пространстве по высоте, направлению и скорости полета, угловым параметрам (крен, тангаж, курс), обеспечивающим запуск РН 2.

По команде от системы управления АРК на пуск РН 2 производится отделение нижней части 7 фюзеляжа планера 1, например, по горизонтальной плоскости Б (с помощью задействования пирозамков и детонирующих шнуров, смонтированных на фюзеляже планера 1, не показано) и после ее отделения от верхней части 6 фюзеляжа планера 1 подаются команды на отделение РН 2 от верхней части 6 фюзеляжа планера 1 и запуск ее двигателей I ступени. РН 2 отделяется от верхней части 6 фюзеляжа планера 1 под действием силы тяжести (т.е падает), а верхняя часть 6 фюзеляжа планера 1 вследствие наличия у нее подъемной силы, создаваемой крылом 10, поднимается вверх. После отделения РН 2 от верхней части фюзеляжа 6 планера 1 и запуска ее двигателя I ступени производится полет РН 2 по заданной программе и выведение космического аппарата на заданную орбиту.

Таким образом, представленный выше технический облик АРК с новыми отличительными признаками в сравнении с прототипом позволяет:

- увеличить эффективность АРК;
- повысить безопасность и надежность АРК;
- уменьшить технические и другие риски при создании АРК и его эксплуатации.

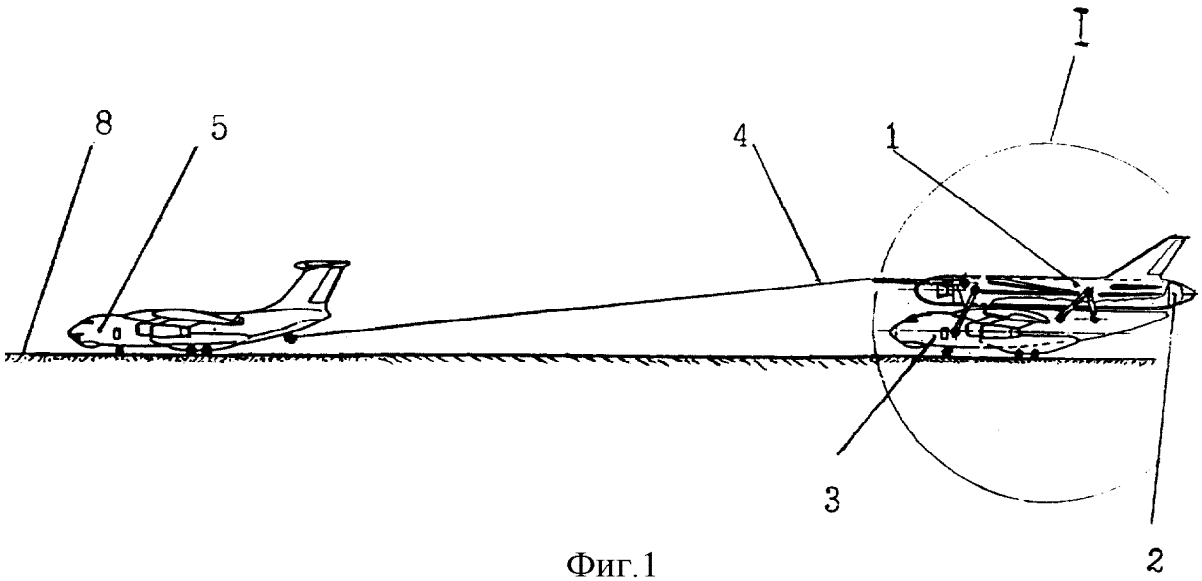
Предложенное в изобретении техническое решение открывает перспективное направление разработки АРК.

Формула изобретения

1. Авиационный ракетный комплекс, включающий самолет, ракету-носитель воздушного запуска, устройство сопряжения ракеты-носителя с самолетом, системы, обеспечивающие их функционирование, отличающийся тем, что содержит планер, внутри фюзеляжа которого размещена ракета-носитель, трос-фал, наземную транспортно-разгонную платформу, оснащенную двигателями, на которой смонтирован планер, у которого нижняя часть фюзеляжа выполнена с возможностью отделения ее от верхней части фюзеляжа вниз, при этом сопряженные между собой трос-фал и верхняя часть фюзеляжа планера образуют устройство сопряжения ракеты-носителя с самолетом.

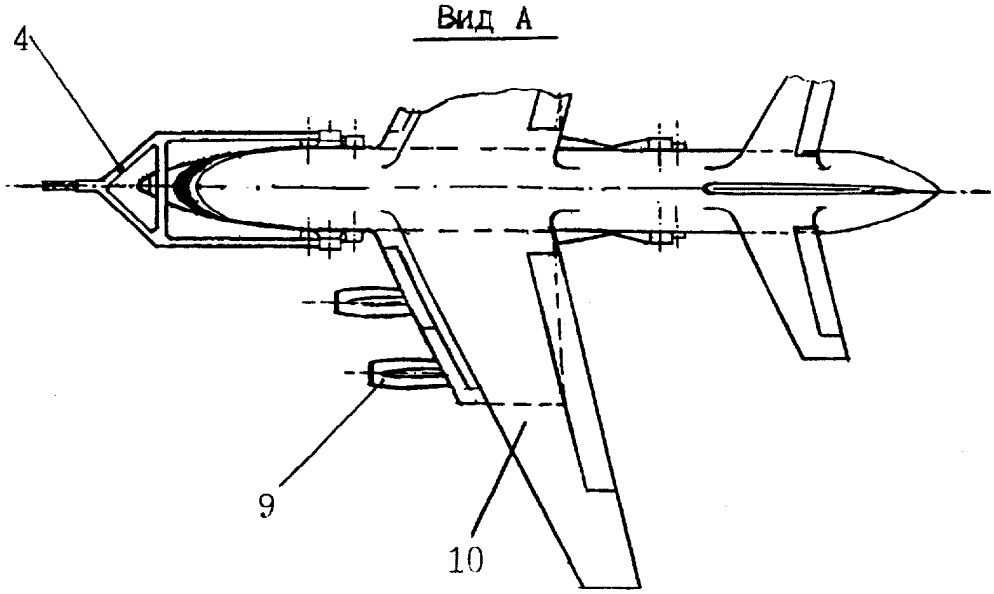
2. Авиационный ракетный комплекс по п.1, отличающийся тем, что наземная транспортно-разгонная платформа снабжена системой управления.

3. Авиационный ракетный комплекс по п.1, отличающийся тем, что планер снабжен системой управления.



Фиг.1

Вид А



Фиг.3